شبیه‌سازی کاربرد محفظهٔ احتراق ثانویهٔ موتور توربوفن در خارج از نقطهٔ طراحی*

سعید جعفری‌پناه[۱]   فتح‌اله امّی[۲]   سیدسعید خضرپور[۳]

چکیده *هدف اصلی از انجام پژوهش حاضر تحلیل پارامترهای عملکردی و شبیه‌سازی موتور توربوفن پی دبلیو ۶۱۵ اف، در دو حالت با محفظهٔ احتراق ثانویه و بدون آن می‌باشد و برای اعتبارسنجی آن از نرم‌افزار تجاری گس‌ترب و جی‌اس‌پی استفاده شده است. درواقع سیستم پیش‌رانش در تعیین مأموریت و رژیم پروازی وسیلهٔ پرنده، اهمیت به‌سزایی دارد. این سیستم، تأمین‌کنندهٔ نیروی رانش یک هواپیما می‌باشد. درابتدا یک موتور توربینی انتخاب و سپس شبیه‌سازی می‌شود که بتواند تراستی معادل ۶/۳۵ کیلونیوتن تولید نماید. درادامه، روشی برای تحلیل عملکرد نقطهٔ طراحی و نقاط خارج از طرح موتورهای توربوفن دومحورهٔ جریان مخلوط‌نشده ارائه شده است؛ همچنین ابزاری براساس روش مقیاس به‌منظور تولید منحنی مشخصهٔ کمپرسور و فن ارائه شده است. به‌منظور مدل‌سازی عملکرد موتور از روش حلقه‌های تودرتو استفاده شده است. عملکرد اجزای موتور با بهره‌گیری از نمودارهای عملکرد، معادلات ترمودینامیکی و دینامیک گازی مدل شده است. باتوجه به این‌که روند مدل‌سازی ریاضی موتورهای دومحوره تاحدودی پیچیده است، در ابتدا روند شبیه‌سازی موتورهای دومحوره ارائه شده است و درادامه عملکرد یک موتور توربوفن دومحورهٔ جریان مخلوط‌نشده در نقطهٔ طراحی و نقاط خارج از طراحی ارائه شده است و نمودارهای حاصل مورد بررسی قرار گرفته‌اند. نتایج نشان می‌دهد، سیکل‌هایی که از وجود محفظهٔ احتراق ثانویه سود می‌برند به‌طور چشم‌گیری موجب افزایش تراست ویژه، کاهش آلاینده‌های خروجی از محفظهٔ احتراق اصلی و افزایش کار خروجی مخصوص از توربین کم‌فشار می‌شوند.*

واژه‌های کلیدی موتور توربوفن; عملکرد نقطهٔ طراحی; روش مقیاس; عملکرد خارج از نقطهٔ طراحی.

Simulation of the Secondary Combustion Chamber Application of Turbofan Engine in Off-design Point

S. Jafaripanah   F. Ommi   S.S. Khezrpour

Abstract *The main objective of this study is to analyze the performance parameters and simulation of PW615F turbofan engines both with and without secondary combustion chamber. For validation a commercial software called GasTurb & GSP is used. The purpose of the the propulsion system plays an important role in determining of mission and flight regime of an aircraft In this study, the first choice and then simulate a turbine engine thrust which is equivalent to 6.35 KN produce. And more the method for analyzing on-design and off-design analysis of twin-spool unmixed flow turbofan engines and also we present scaling method to produce the characteristics performance maps of compressor and fans. Mathematical modeling of engine performance has been conducted by serial nested loops algorithm. Performance of components have been modeled by performance diagrams, thermodynamics and gas dynamic equations. Mathematical modeling of a turbofan engine is somewhat complex. Therefore, initially, the off-design performance of a twin spool power generating gas generator and twin spool turbofan are analyzed. Finally, the off-design performance of a twin spool unmixed flow turbofan engine is simulated and the generated performance diagrams have been analyzed. The results show that the cycles that Advantage the secondary combustion chamber dramatically increase the specific thrust, reduce the main secondary combustion chamber outlet emissions and increase the output power of the low pressure turbine.*

Key Words Turbofan Engines; on-design performance; scaling method; off-design performance

---

*تاریخ دریافت مقاله ۹۵/۱۱/۳ و تاریخ پذیرش آن ۹۶/۷/۱۱ می‌باشد. DOI: 10.22067/fum-mech.v29i2.62023

(۱) دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران.

(۲) نویسندهٔ مسئول: دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران. fommi@modares.ac.ir

(۳) کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران.

مقدمه

درطی سال‌های اخیر دانشمندان و مهندسـان در تـلاش بوده‌اند تا موتورهایی با راندمان بالا، مصـرف سـوخت پایین و درعین‌حال با وزن کمتر طراحی و تولید نمایند. وانگ یانگ هونگ برای مدل‌سـازی ریاضـی عملکـرد توربین‌هـای گـاز شـیوه‌ای را تحـت عنـوان الگـوریتم معکـوس ابـداع نمـوده اسـت [1]. در سـال ۲۰۱۵، توکل‌پور و همکارانش [2] با به‌کارگیری معادلات پایـه در نقطهٔ طرح و حالـت پایـدار، عملکـرد یـک موتـور توربوجت ویژه را شبیه‌سازی نمودند، که با بهره‌گیـری از روش مقیاس پایه و به‌کارگیری روابط راندمان اجـزا و با اعمال محدودیت حداقل خطا در شرایط تعادل، به مقایسهٔ تحلیل پارامتریک و غیرپارامتریک می‌پرداخـت. کوراکیانیتیس و ویلسن [3] عملکرد انواع موتورهایی را که براساس سیکل برایتون عمل می‌نمایند، مورد بررسی قرار دادند و عملکرد خارج از طرح چند نـوع تـوربین گازی و صنعتی را مدل‌سازی ریاضی نمودنـد. در ایـن تحقیق رانـدمان اجـزای موتـور و دبـی جرمـی هـوای خنک‌کنندهٔ پره‌های توربین، به‌ترتیب به‌صورت تابعی از نسبت فشار و سـطح تکنولـوژی خنـک‌کـاری درنظـر گرفته شده‌اند. برای محاسبهٔ افت‌هـای فشـار از روابـط تجربی بهره گرفته شده است و جریـان‌هـای نشـتی بـا مقـدارهای ثابـت تخمـین زده شـده اسـت. رانـدمان کمپرسور و توربین توابعی از نسبت فشار درنظر گرفته شده‌اند و از روابط تجربی به‌منظـور مـدل نمـودن آنهـا اسـتفاده شـده اسـت.کـورزک و ریگلـر [4] بـا انجـام تحلیل‌های آماری برروی تعداد زیـادی از منحنـی‌هـای عملکرد کمپرسور، روشـی نـوین بـرای تغییـر مقیـاس نمودار عملکرد کمپرسور ابداع نمودند که درمقایسه بـا روش تغییر مقیاس خطی که از اعمال نمـودن ضـرایب ثابت به نسبت فشار بهره می‌گیرد، کارایی بسیار بهتـری از خود نشان می‌دهد.

دومیتروویچ و همکاران [5] یک مدل ریاضی برای محاسبهٔ عملکرد خارج از طرح یک موتـور توربوجـت تک‌محور ارائه نمودند. اساس این مدل بر مشخصه‌های معلوم طراحی پایه‌گذاری شده است. آنها از این مـدل، برای ارزیابی پارامترهای موتـور در پـرواز و همچنـین پیش‌بینی رفتار موتور و کنترل آن استفاده نمودند. کـیم و همکاران [6] مشخصه‌هـای عملکـردی تـوربین‌هـای گازی تک‌محور و دومحور را به‌طور مقایسه‌ای بررسـی نمودند که در آنها از پره‌های راهنمـای ورودی متغیـر، استفاده شده است. آنها عملکـرد ایـن تـوربین‌هـا را در سرعت‌های دورانی پایین بررسی کردند و بـا یکـدیگر مقایسه نمودند. آنها همچنـین نشـان دادنـد کـه دمـای خروجـی موتـور کـه یـک پـارامتر بحرانـی در موتـور می‌باشد، بااستفاده از پرهٔ راهنمای متغیـر، قابـل کنتـرل مـی‌باشـد. لـی و همکـاران [7, 8] بااسـتفاده از روش متینگلی بـه بررسـی مطالعـات پارامتریـک و عملکـرد سیکل موتور توربوفن دومحورهٔ جریـان مخلـوط‌نشـده با محفظهٔ احتراق ثانویه پرداختند. سپس دو حالت را با یکدیگر مقایسه کردنـد و نتـایج را طـی مقـالاتی ارائـه نمودند.

در این قسمت به فعالیت‌هایی پرداخته می‌شود کـه درزمینهٔ مقیاس نمودن منحنی‌های مشخصه است که در سال‌های اخیر صورت گرفته است.

بسـیاری از روش‌هـایی کـه اخیـراً بـه‌کـار گرفتـه می‌شود؛ مانند: الگوریتم ژنتیک، منطق فازی و... مستلزم آزمون اجزای موتور می‌باشند که به‌همراه بـه‌کـارگیری روش‌های درون‌یابی و برون‌یابی می‌توان بقیهٔ عملکـرد موتور را پیش‌بینی نمود. در پژوهش حاضر به‌دنبال این روش‌ها نبوده‌ایم، بلکه روش‌های بدون نیاز به هرگونـه آزمون عملکردی مـوردنظر مـی‌باشـند. روش رایـج در مدل‌سازی صفر بعدی روش مقیاس بـا ضـرایب ثابـت می‌باشد. در ایـن روش بـا داشـتن پارامترهـای اجـزای موتور موردنظر در نقطهٔ طرح، تنها بـا مقیـاس نمـودن منحنی‌هـای عملکـردی اسـتاندارد، منحنـی عملکـردی اجزای موتور موردنظر حاصل می‌شود.

سانگهی و همکاران [9] با به‌کارگیری معالات پایه در نقطهٔ طرح و حالت پایدار، عملکرد موتور توربوفن خاصی را شبیه‌سازی نمودند که با بهره‌گیری از روش مقیاس پایه و به‌کارگیری روابط راندمان اجزا و با اعمال محدودیت حداقل خطا در شرایط تعادل، در نقطهٔ خارج از طرح مدل‌سازی شد.در سال ۲۰۱۳، گبران [10] یک مدل موتور توربین گاز خورشیدی را ارائه نمود که در آن عملکرد موتور برای شرایط خارج از طرح بررسی می‌شد. مدل مذکور قابلیت بررسی محدودهٔ وسیعی از سیکل‌های مختلف موتور توربینی را دارا می‌باشد. او درادامه یک روش مقیاس را برای تولید منحنی‌های مشخصهٔ کمپرسور و توربین ارائه نمود و خط عملکرد مربوط به کمپرسور و توربین را ترسیم نمود. در سال ۲۰۱۵، یانگ و همکارانش [11] یک مدل توربین گاز را برای شرایط خارج از طرح مورد بررسی قرار دادند که قابلیت بررسی محدودهٔ وسیعی از سیکل‌های مختلف موتور توربینی را دارا است و یک روش مقیاس، برای تولید منحنی‌های مشخصهٔ کمپرسور و توربین را ارائه نمودند و خط عملکرد مربوط به کمپرسور و توربین را ترسیم کردند و با انجام تحلیل‌های آماری برروی تعداد زیادی از منحنی‌های عملکرد کمپرسور، روشی نوین برای تغییر مقیاس نمودار عملکرد کمپرسور ابداع نمودند که درمقایسه با روش تغییر مقیاس خطی که از اعمال نمودن ضرایب ثابت به نسبت فشار بهره می‌گیرد، کارایی بسیار بهتری از خود نشان می‌دهد.

درادامه یکی از جدی‌ترین پیشنهادهایی که در این راستا ارائه شد و مورد قبول بیشتر طراحان قرار گرفت، استفاده از یک محفظهٔ احتراق دیگر تحت عنوان محفظهٔ میان‌مرحله‌ای میان توربین‌های پرفشار و کم‌فشار است که اولین‌بار در سال ۲۰۰۵ توسط کا هنگ لیو و همکاران در دانشگاه میشیگان مطرح شد [7]. مزیت عمدهٔ استفاده از این روش، افزایش تراست ویژه و کاهش مصرف سوخت ویژه می‌باشد که البته کاهش آلودگی را نیز به‌همراه دارد. از دیگر مزایای این روش اطمینان بیشتر به خاموش نشدن شعله در محفظهٔ احتراق اصلی می‌باشد به این‌صورت که طبقهٔ اضافه‌شده به توربین (محفظهٔ احتراق میان‌مرحله‌ای) مانع از پراکندگی شعله می‌شود و همچنین باعث می‌شود که سوخت در یک محیط با فشار بالاتر بسوزد. در یک راندمان حرارتی ثابت، تراست ویژه با مصرف سوخت ویژه با یکدیگر مرتبط هستند به‌طوری‌که افزایش تراست ویژه منجر به افزایش مصرف سوخت ویژه می‌شود. بااین‌وجود موتور توربوفن مجهز به محفظهٔ احتراق میان‌مرحله‌ای عملکرد بهتری در انتخاب‌های طراحی مختلف مانند نسبت فشار کمپرسور، نسبت فشار فن و نسبت جت کنارگذر دارد.

علاوه‌براین با اضافه نمودن اجزای جدید می‌توان دما و فشار بالاتری را در سیکل موتور توربوفن به‌وجود آورد [12]. در این مقاله به معرفی سیکل موتور توربوفن با محفظهٔ احتراق میان‌مرحله‌ای پرداخته می‌شود.

هدف از پژوهش حاضر، انجام مطالعات پارامتریک موتور توربوفن دومحورهٔ جریان مخلوط‌نشده برای هواپیمای سبک ٦ نفره و به‌دست آوردن منحنی‌های عملکرد موتور و درنهایت مدل‌سازی ریاضی عملکرد خارج از طرح موتور مذکور با استفاده از روش حلقه‌های متوالی تودرتو می‌باشد. ازآنجاکه مدل‌سازی ریاضی عملکرد خارج از طرح موتور توربوفن پیچیده می‌باشد، لذا ابتدا به بررسی عملکرد توربین گاز تک‌محور برای تولید قدرت محوری و سپس موتور توربوجت تک‌محور و دومحور پرداخته می‌شود و در پایان مدل‌سازی موتور توربوفن دومحورهٔ جریان مخلوط‌نشده ارائه می‌گردد. این پژوهش در ادامهٔ مطالعات گذشته می‌باشد که نتایج انتخاب‌های طراحی را نسبت به مصرف سوخت ویژه و تراست ویژه تحت بررسی قرار داده‌اند.

تعریف مسئله و انتخاب نوع موتور. در طراحی هواپیما انتخاب نوع موتور و سپس طراحی آن از اهمیت زیادی برخوردار است. انواع موتورهای مختلف در حوزه‌ای از ماموریت‌ها می‌توانند مفید و اقتصادی باشند؛ لذا براساس مأموریت اصلی هواپیما بایستی اقدام به انتخاب یک نوع موتور نمود، سپس درزمینهٔ طراحی و استخراج پارامترهای عملکردی آن اقدام کرد.

مدل‌سازی ریاضی موتور. این روش، روشی مطمئن، کم‌هزینه و سریع برای پیش‌بینی عملکرد خارج از طرح موتور می‌باشد. روش مدل‌سازی ریاضی، عملکرد خارج از طرح موتور را براساس عملکرد مستقل اجزای تشکیل‌دهندهٔ آن و با درنظر گرفتن تأثیر متقابل اجزا بر عملکرد یکدیگر، پیش‌بینی می‌کند. باتوجه به فقدان اطلاعات کافی درمورد عملکرد اجزای موتور در مرحلهٔ مقدماتی، عملکرد اجزا را می‌بایست با تکیه بر تجربیات قبلی و در صورت لزوم توسط آزمایش‌های عملی تخمین زد. درحقیقت تعداد زیاد پارامترهای ترمودینامیکی اجزا و وابستگی عملکردی آنها با یکدیگر سبب می‌شود که مدل‌سازی ریاضی موتور منجر به یک دستگاه معادلات غیرخطی شود، لذا دو روش کلی زیر برای حل دستگاه معادلات موجود می‌باشد:

۱- روش حلقه‌های متوالی تودرتو.

۲- روش آزمون و خطای ماتریسی.

در روش اول معادلات عملکرد اجزای موتور بااستفاده از حلقه‌های محاسباتی تودرتو حل می‌شود. درحالی‌که در روش دوم دستگاه معادلات غیرخطی به‌طور هم‌زمان حل می‌گردد؛ اما در هر دو روش از آزمون و خطا استفاده می‌شود.

در شبیه‌سازی پژوهش حاضر، موتور در دورهای مختلف بررسی می‌شود و میزان تغییرات تراست و مصرف سوخت ویژه را در دورهای مختلف با کمترین خطا نشان می‌دهد و همین امر منجر به متمایز شدن آن می‌شود [13].

فرضیات

- در تجزیه و تحلیل پارامتریک، سیکل ایده‌آل فرض می‌شود.
- سیال عامل داخل موتور گاز کامل کالریک فرض می‌شود و از رطوبت موجود در هوا صرف‌نظر می‌شود.
- جریان در طول کمپرسور، توربین و نازل دائمی فرض می‌شود.
- نسبت گرمای ویژه، در قسمت‌های سرد (ورودی هوا، داکت کنارگذر و کمپرسور) و گرم (محفظهٔ احتراق، توربین و نازل) موتور به‌ترتیب برابر با ۱/٤ و ۱/۳۳ درنظر گرفته می‌شوند.
- راندمان پلی‌تروپیک در کمپرسور، توربین و نازل ثابت می‌باشد.
- جریان سیال داخل ورودی هوا و نازل موتور به‌صورت آدیاباتیک درنظر گرفته می‌شود.

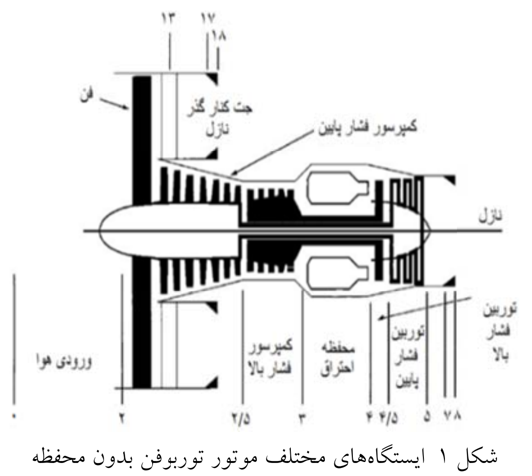
شبیه‌سازی موتور در نقطهٔ طراحی

به‌منظور شبیه‌سازی عملکرد موتور توربوفن در نقطهٔ طراحی در مرحلهٔ نخست باید روابط ترمودینامیکی مورد نیاز از قبیل جریان آزاد، ورودی هوا، کمپرسور، محفظهٔ احتراق اصلی، توربین، محفظهٔ احتراق ثانویه، نازل و پارامترهای عملکردی موتور استخراج شود تا مدل ریاضی موتور کامل گردد [7]. در این مقاله به‌منظور سهولت در انجام شبیه‌سازی عملکرد موتور توربوفن، موتور براساس محل قرارگیری اجزای اصلی‌اش شماره‌گذاری می‌شود (جدول ۱). در مراجع مختلف از شماره‌گذاری‌های دل‌خواه در این امر استفاده می‌شود. در این پژوهش سعی شده است که از استاندارد آ آر پی ۷۵۵ آ (ARP 755A) استفاده گردد که استاندارد جهانی شماره‌گذاری موتورهای توربینی است [8].

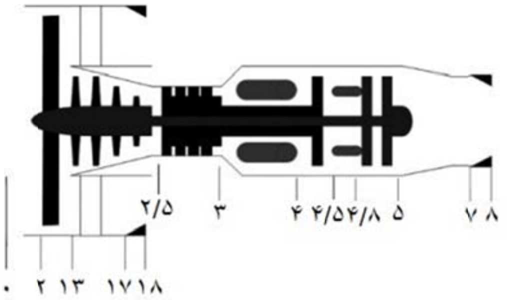
در شکل (۱) شماره‌گذاری مربوط به حالتی است که موتور بدون محفظهٔ احتراق ثانویه لحاظ شده است و همان‌طوری‌که در شکل (۲) مشاهده می‌شود محفظهٔ احتراق ثانویه در بین توربین‌های کم‌فشار و پرفشار قرار دارد و هوای خروجی از توربین پرفشار به‌طور مجدد در آن داغ می‌شود و سپس وارد توربین کم‌فشار می‌شود که این امر منجر به افزایش کار خروجی مخصوص توربین کم‌فشار می‌گردد و به این ترتیب تراست ویژه افزایش می‌یابد.

جدول ۱ شماره‌گذاری موتور توربوفن با محفظهٔ احتراق ثانویه

ردیف	شماره	مفهوم
۱	۰	شرایط جریان آزاد
۲	۲	ابتدای ورودی هوا
۳	۱۳	ورودی کمپرسور کم فشار
٤	۱۷	ورودی فن نازل
۵	۱۸	خروجی فن نازل
٦	۲/۵	ورودی کمپرسور پرفشار
۷	۳	ورودی محفظهٔ احتراق اصلی
۸	٤	ورودی توربین پرفشار
۹	٤/۵	ورودی محفظهٔ احتراق ثانویه
۱۰	٤/۸	ورودی توربین کم‌فشار
۱۱	۵	خروجی توربین کم‌فشار
۱۲	۷	ورودی نازل هسته موتور
۱۳	۸	خروجی نازل هسته موتور



شکل ۱ ایستگاه‌های مختلف موتور توربوفن بدون محفظه احتراق ثانویه [14]



شکل ۲ ایستگاه‌های مختلف موتور توربوفن با محفظه احتراق ثانویه [15]

معادلات حاکم بر فن و کمپرسور

سیال با دمای سکون و فشار سکون وارد فن می‌شود. با بهره‌گیری از رابطه‌های (۱ و ۲)، متغیرهای ورودی و خروجی محاسبه می‌شود. با دانستن نسبت فشار فن، فشار سکون خروجی فن به‌دست می‌آید [16].

$$\pi_f = \frac{P_{02}}{P_{01}} \tag{۱}$$

$$P_{02} = \pi_f P_{01} \tag{۲}$$

بااستفاده از روابط آیزونتروپیک و مشخص بودن نسبت فشار فن، اختلاف دمای دو طرف فن از طریق رابطهٔ (۳) محاسبه می‌شود:

$$(\frac{T_{02}}{T_{01}}) = (\frac{P_{02}}{P_{01}})^{\frac{n-1}{n}} \tag{۳}$$

با دانستن نسبت فشار کمپرسور و روابط آیزونتروپیک می‌توان فشار سکون و دمای سکون خروجی از کمپرسور را باتوجه به رابطهٔ (٤) محاسبه نمود:

$$T_{03} = T_{02}(\frac{P_{03}}{P_{02}})^{\frac{n-1}{n}} \tag{٤}$$

درصورتی‌که فرض $(^{P_{02}}/_{P_a}) > (^{P_{02}}/_{P_c})$ برقرار باشد، درنتیجه این شرایط سیال از کانال عبور می‌کند و

انبساط جریان درون نازل تا فشار اتمسفر، رخ می‌دهد. بااستفاده از روابط آیزونتروپیک می‌توان افت درجه‌حرارت نازل داکت کنارگذر را طبق رابطهٔ (۵) محاسبه نمود:

$$P_{18} = P_a \rightarrow T_{02} - T_{018} = \eta_j T_{02}\left[1 - \left(\frac{1}{\left(\frac{P_{02}}{P_a}\right)}\right)\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (۵)$$

پس از محاسبهٔ افت درجه‌حرارت نازل داکت کنارگذر می‌توان سرعت خروجی هوا از داکت کنارگذر را به‌دست آورد (رابطهٔ ٦).

$$C_8 = (2C_P(T_{02} - T_{08}))^{0.5} \quad (٦)$$

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_\beta}{\beta + 1} \quad (۷)$$

رابطهٔ (۷) بیان می‌کند که با مشخص شدن سرعت خروجی داکت کنارگذر و معلوم بودن دبی جرمی هوای ورودی به موتور و نسبت جت کنارگذر می‌توان دبی جرمی هوای ورودی به داکت کنارگذر را محاسبه نمود:

پس از تعیین دبی ورودی به داکت کنارگذر و سرعت خروجی هوا از داکت کنارگذر باتوجه به رابطهٔ (۸) می‌توان تراست ناشی از فن را محاسبه نمود که دراصطلاح به تراست سرد معروف است:

$$F_c = \dot{m}_c C_{18} \quad (۸)$$

پس از مشخص شدن تراست ناشی از فن، تراست ناشی از موتور محاسبه می‌شود.

محفظهٔ احتراق. با مشخص بودن افت فشار کل محفظه، راندمان حرارتی محفظه و دمای ورودی به توربین می‌توان فشار کل خروجی و نسبت سوخت به هوای محفظهٔ احتراق را محاسبه نمود. سیال با دمای سکون و فشار سکون وارد محفظهٔ احتراق می‌شود و با بهره‌گیری از رابطهٔ (۹) و برمبنای متغیرهای ورودی و متغیرهای خروجی محاسبه می‌شود. با لحاظ نمودن افت فشار نسبی فشار سکون در محفظهٔ احتراق که ناشی از مسائلی چون اختلاط و نیروی پسای مسیر سیال می‌باشد، داریم:

$$P_{04} = P_{03}(1 - \Delta_{Pb}) \quad (۹)$$

از طرفی با لحاظ نمودن میزان افزایش دمای سکون در محفظهٔ احتراق، باتوجه به رابطهٔ (۱۰) دمای سکون خروجی از محفظه به‌دست می‌آید:

$$T_{04} = T_{03} + \Delta T_{0b} \quad (۱۰)$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{(C_{Pg}T_{04} - C_{Pa}T_{03})}{(h_{PR}\eta_b - C_{Pg}T_{04})} \quad (۱۱)$$

با محاسبهٔ اختلاف درجه‌حرارت محفظهٔ احتراق و همچنین درجه‌حرارت ورودی به محفظهٔ احتراق و با مشخص بودن ارزش حرارتی سوخت مورد استفاده می‌توان نسبت جرم سوخت به هوا را به‌دست آورد (رابطهٔ ۱۱).

توربین. رابطه‌های (۱۲ و ۱۳) بیان می‌دارد که باتوجه به مقادیر محاسبه‌شده، درجه‌حرارت در ورودی و خروجی از هر یک از کمپرسورها می‌توان کار مورد نیاز برای هر یک از توربین‌های کم‌فشار و پرفشار را محاسبه نمود:

$$T_{04} - T_{04.5} = \frac{C_{Pa}}{(\eta_m C_{Pg})(T_{03} - T_{02})} \quad (۱۲)$$

$$T_{05} - T_{04.5} = \frac{(\beta + 1)C_{Pa}}{(\eta_m C_{Pg})(T_{02} - T_0)} \quad (۱۳)$$

درادامه فشارهای خروجی از هر یک از توربین‌ها براساس روابط آیزونتروپیک (۱٤ و ۱۵) محاسبه می‌شوند:

$$(\frac{P_{04}}{P_{4.5}}) = (\frac{T_{04}}{T_{4.5}})^{\frac{n}{n-1}} \quad (۱٤)$$

$$(\frac{P_{04.5}}{P_{05}}) = (\frac{T_{04.5}}{T_{05}})^{\frac{n}{n-1}} \quad (۱۵)$$

گام بعدی محاسبهٔ فشار خروجی از توربین کم‌فشار می‌باشد (رابطهٔ ۱٦).

$$P_{04.5} = \frac{P_{04}}{(\frac{P_{04}}{P_{4.5}})(\frac{P_{05}}{P_{05}})} \quad (۱٦)$$

فرض می‌شود: $({}^{P_{06}}/{}_{P_a}) < ({}^{P_{06}}/{}_{P_c})$، بنابراین در این شرایط سیال از کانال عبور می‌کند و انبساط جریان درون نازل تا فشار اتمسفر، رخ می‌دهد. رابطهٔ (۱۷) نشان می‌دهد بااستفاده از روابط آیزونتروپیک می‌توان افت درجه‌حرارت نازل داکت کنارگذر را محاسبه نمود:

$$P_7 = P_a \rightarrow T_{05} - T_{07} = \eta_j T_{05}[1 - (\frac{1}{\left(\frac{P_{05}}{P_a}\right)})]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (۱۷)$$

پس از محاسبهٔ افت درجه‌حرارت نازل خروجی باتوجه به رابطهٔ (۱۸) می‌توان سرعت هوای خروجی از نازل را محاسبه نمود:

$$C_7 = (2C_P(T_{06} - T_{07}))^{0.5} \rightarrow \quad (۱۸)$$

با مشخص شدن سرعت هوای خروجی از نازل و معلوم بودن دبی جرمی هوای ورودی به موتور و نسبت جت کنارگذر می‌توان دبی جرمی هوای ورودی به هسته موتور را بااستفاده از رابطهٔ (۱۹) محاسبه نمود:

$$\dot{m}_h = \frac{\dot{m}}{(\beta + 1)} \quad (۱۹)$$

رابطهٔ (۲۰) بیان می‌کند که با به‌دست آمدن دبی ورودی به هستهٔ موتور و سرعت هوای خروجی از نازل می‌توان تراست ناشی از هستهٔ موتور را محاسبه نمود که دراصطلاح به تراست گرم معروف است:

$$F_h = \dot{m}_h C_7 \quad (۲۰)$$

بعد از محاسبهٔ متغیرهای ورودی و خروجی جریان در نازل، نیروی پیشران و مصرف سوخت ویژه محاسبه می‌شود. نیروی پیشران کلی در موتور توربوفن از مجموع تراست سرد و گرم به‌دست می‌آید. همچنین نیروی پیشران با اعمال قانون بقای اندازهٔ حرکت بر حجم معیار پیرامون موتور به شکل رابطهٔ (۲۱) به‌دست می‌آید:

$$F_t = (\dot{m}_c C_{jc} + \dot{m}_h C_{jh}) - \dot{m} C_a + A_8(P_8 - P_A) + A_7(P_7 - P_A) \quad (۲۱)$$

$$S.F.C = \frac{(\dot{m}_h f)}{F_t} \quad (۲۲)$$

با تقسیم دبی جرمی سوخت بر نیروی پیشران، مصرف سوخت ویژه باتوجه به رابطهٔ (۲۲) به‌دست می‌آید.

مدل‌سازی

در یک آزمایشگاه استاندارد کمپرسور، به‌دست آوردن منحنی‌های عملکرد مربوط به یک کمپرسور عملیاتی پرهزینه است. به‌منظور به‌دست آوردن این منحنی‌های مدل‌سازی، باید عملکرد نقطهٔ طراحی یک کمپرسور واقعی و نیز منحنی‌های استاندارد در دسترس باشند. سپس می‌توان ضرایب مقیاس را از روش پیش‌گفته، به‌دست آورد. درنهایت مشخصهٔ عملکردی کمپرسور

به‌دست می‌آید. مشخصه‌ها در نقطهٔ طراحی به‌صورت mp_d، pr_d و $etha_d$ درنظر گرفته می‌شوند. سپس بااستفاده از منحنی‌هایی که پارامترهای بهینه را در دورهای بدون بعد نمایش می‌دهند و نیز معادله‌های (۲۵-۲۳)، مقادیر mp_d، pr_d و $etha_d$ تخمین زده می‌شوند:

$$\frac{mp_{dn}}{mp_d}= f\,(\mathrm{n}) \Rightarrow mp_{dn}= f\,(n)\, mp_d \tag{۲۳}$$

$$\frac{Pr_{dn}-1}{Pr_d-1}= g\,(n) \Rightarrow pr_{dn}= \mathrm{g}\,(\mathrm{n})\,(pr_d\text{-}1)+1 \tag{۲۴}$$

$$\frac{etha_{dn}}{etha_d}= h\,(n) \Rightarrow etha_{dn}= h\,(n)\, etha_d \tag{۲۵}$$

در نهایت با به‌کاربردن معادله‌های (۲۸-۲۶)، مقادیر mp، pr و $etha$ محاسبه می‌شوند.

$$mp = \left(\frac{mp}{mp_{dn}}\right)_b \cdot mp_{dn}$$

$$mp = \left(\frac{mp}{f\,(n) mp_d}\right)_b \cdot \mathrm{f}\,(n)\, mp_d = (mp)_b\, \frac{mp_d}{(mp_d)_b} \tag{۲۶}$$

$$pr = \left(\frac{pr}{pr_{dn}}\right)_b \cdot pr_{dn}$$

$$pr = \left(\frac{pr}{g(n)(pr_d-1)+1}\right)_b \cdot g(n)(pr_d-1)+1 \tag{۲۷}$$

$$pr = (pr)_b \cdot \frac{g(n)(pr_d-1)+1}{g(n)((pr_d)_b-1)+1}$$

$$etha = \left(\frac{etha}{etha_{dn}}\right)_b \cdot etha_{dn}$$

$$etha = \left(\frac{etha}{h(n) etha_d}\right)_b \cdot h\,(n)\, etha_d = (etha)_b \tag{۲۸}$$

شبیه‌سازی عملکرد خارج از طرح موتور توربوفن دومحورهٔ جریان مخلوط‌نشده

در این بخش روابط مورد نیاز به‌منظور شبیه‌سازی موتور مذکور ارائه می‌شود. نکتهٔ موردتوجه این است که هر جزء با جزء بعدی خود دارای رابطهٔ سازگاری جرم می‌باشد. هر دو جزء متصل‌شده به یکدیگر بااستفاده از یک شفت دارای رابطهٔ سازگاری دور دورانی و سازگاری کار می‌باشند. شماره‌گذاری این موتور مطابق با شکل‌های (۱ و ۲) می‌باشد. رابطهٔ سازگاری جرم بین کمپرسور و فن مطابق با رابطهٔ (۲۹) می‌باشد.

$$\frac{\dot m\sqrt{T_{02}}}{P_{02}}= \frac{\dot m_h\sqrt{T_{013}}}{P_{013}}\times\frac{P_{013}}{P_{02}}\times\sqrt{\frac{T_{02}}{T_{013}}}\times\frac{\dot m}{\dot m_h} \tag{۲۹}$$

به‌دلیل ارتباط فن با توربین کم‌فشار از طریق شفت رابطهٔ سازگاری دور دورانی و همچنین سازگاری کار میان آنها به‌ترتیب به‌صورت رابطه‌های (۳۰ و ۳۱) بیان می‌شود.

$$\frac{N_L}{\sqrt{T_{02}}} = \frac{N_L}{\sqrt{T_{045}}}\sqrt{\frac{T_{045}}{T_{02}}} \tag{۳۰}$$

$$(\dot m_c + \dot m_h) c_{pa}\left(T_{013} - T_{02}\right) = \eta_{mL}\left(\dot m_h + \quad \dot m_f\right) c_{pg}\left(T_{04.5} - T_{05}\right) \tag{۳۱}$$

از طرف دیگر، کمپرسور نیز با توربین پرفشار از طریق شفت پرفشار ارتباط دارد و بنابراین روابط سازگاری دور دورانی و کار میان آنها به‌صورت رابطه‌های (۳۲ و ۳۳) ارائه می‌شود.

$$\frac{N_H}{\sqrt{T_{013}}} = \frac{N_H}{\sqrt{T_{04}}}\sqrt{\frac{T_{04}}{T_{013}}} \tag{۳۲}$$

$$\dot m_h c_{pa}\left(T_{03} - T_{013}\right) = \eta_{mH}\left(\dot m_h + \dot m_f\right) c_{pg}\left(T_{04} - T_{045}\right) \tag{۳۳}$$

سازگاری جرم بین کمپرسور و توربین پرفشار به‌صورت رابطهٔ (۳۴) می‌باشد.

$$\frac{\dot m_h\sqrt{T_{013}}}{P_{013}} = \frac{\dot m_h\sqrt{T_{04}}}{P_{04}}\times\frac{P_{04}}{P_{013}}\times\sqrt{\frac{T_{013}}{T_{04}}} \tag{۳۴}$$

سازگاری جرم بین توربین کم‌فشار و پرفشار به‌صورت رابطهٔ (۳۵) محاسبه می‌شود.

$$\frac{\dot{m}_h\sqrt{T_{04.5}}}{P_{045}} = \frac{\dot{m}_h\sqrt{T_{04}}}{P_{04}} \times \frac{P_{04}}{P_{04.5}} \times \sqrt{\frac{T_{04.5}}{T_{04}}} \quad (۳۵)$$

همچنین رابطهٔ سازگاری جرم را می‌توان بین توربین کم‌فشار و نازل هستهٔ موتور بیان نمود که به‌صورت رابطهٔ (۳۶) می‌باشد.

$$\frac{\dot{m}_h\sqrt{T_{05}}}{P_{05}} = \frac{\dot{m}_h\sqrt{T_{04.5}}}{P_{045}} \times \frac{P_{04.5}}{P_{05}} \times \sqrt{\frac{T_{05}}{T_{04.5}}} \quad (۳۶)$$

و درانتها می‌توان سازگاری جرم را بین فن و نازل فن به‌صورت رابطهٔ (۳۷) محاسبه نمود:

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{02}}}{P_{02}} = \frac{\dot{m}_c\sqrt{T_{017}}}{P_{017}} \times \frac{P_{017}}{P_{02}} \times \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{017}}} \times \frac{\dot{m}}{\dot{m}_c} \quad (۳۷)$$

روند محاسباتی شبیه‌سازی عملکرد موتور توربوفن جریان مخلوط‌نشدهٔ دومحوره به‌صورت زیر می‌باشد:

۱- ابتدا یک دور مشخص برای فن و بااستفاده از منحنی عملکرد مربوط به آن انتخاب می‌شود.

۲- برروی دور انتخاب‌شده و بااستفاده از منحنی‌های عملکرد فن برای یک نقطهٔ مشخص مقدارهای $\dot{m}\sqrt{T_{02}}/P_{02}$، η_f و P_{013}/P_{02} استخراج می‌شود. اکنون بااستفاده از راندمان فن به‌دست‌آمده از این مرحله، می‌توان نسبت اختلاف دمای ورودی و خروجی به دمای ورودی فن را از رابطهٔ (۳۸) محاسبه نمود.

$$\frac{T_{013} - T_{02}}{T_{02}} = \frac{1}{\eta_f}[(\frac{P_{013}}{P_{02}})^{\frac{\gamma a-1}{\gamma a}} - 1] \quad (۳۸)$$

۳- بااستفاده از رابطهٔ (۳۸) که مربوط به راندمان فن می‌باشد و بااستفاده از مقادیر نسبت فشار و راندمان به‌دست‌آمده از منحنی‌های عملکرد در مراحل قبل، می‌توان نسبت T_{013}/T_{02} را با بهره‌گیری از رابطهٔ (۳۹) به‌دست آورد.

$$\frac{T_{013}}{T_{02}} = 1 + \frac{1}{\eta_f}[(\frac{P_{013}}{P_{02}})^{\frac{\gamma a-1}{\gamma a}} - 1] \quad (۳۹)$$

٤- در این مرحله یک دور مشخص برای کمپرسور انتخاب می‌شود.

۵- در دور انتخاب‌شده برای کمپرسور در مرحلهٔ قبل، یک نقطه تعیین می‌شود و بااستفاده از منحنی‌های عملکرد کمپرسور می‌توان نسبت فشار، راندمان و دبی جرمی کمپرسور را به‌دست آورد.

٦- اکنون می‌توان بااستفاده از رابطهٔ سازگاری جرم، میان فن و کمپرسور در رابطه‌های (٤٠ و ٤١)، نسبت جت کنارگذر را به‌صورت رابطهٔ (٤٢) محاسبه نمود.

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{02}}}{P_{02}} = \frac{\dot{m}_h\sqrt{T_{013}}}{P_{013}} \times \frac{P_{013}}{P_{02}} \times \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{013}}} \times \frac{\dot{m}}{\dot{m}_h} \quad (٤٠)$$

$$\frac{\dot{m}}{\dot{m}_h} = 1 + \beta \quad (٤١)$$

$$\beta = -1 + \frac{\frac{\dot{m}\sqrt{T_{02}}}{P_{02}}}{\frac{\dot{m}_h\sqrt{T_{013}}}{P_{013}} \times \frac{P_{013}}{P_{02}} \times \sqrt{\frac{T_{02}}{T_{013}}}} \quad (٤٢)$$

۷- در این مرحله و بااستفاده از منحنی عملکردی توربین، نسبت فشاری برای توربین پرفشار حدس زده می‌شود و سپس دبی جرمی مربوط به آن از نمودار مربوط استخراج می‌شود.

۸- در مقالهٔ حاضر به‌منظور کاهش حلقه‌های محاسباتی و درنتیجه کاهش خطاهای عددی، راندمان توربین، مقداری ثابت درنظر گرفته شده است. اکنون بااستفاده از رابطهٔ راندمان توربین پرفشار، می‌توان نسبت $T_{04.5}/T_{04}$ را در توربین فوق‌الذکر باتوجه به رابطه‌های (٤٣ و ٤٤) به‌دست آورد.

$$\frac{T_{04}-T_{04.5}}{T_{04}}=\eta_{th}[1-(\frac{1}{\frac{P_{04}}{P_{04.5}}})^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}}] \quad (۴۳)$$

$$\frac{T_{04.5}}{T_{04}}=1-\eta_{th}[1-(\frac{1}{\frac{P_{04}}{P_{04.5}}})^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}}] \quad (۴۴)$$

۹- در این مرحله بااستفاده از رابطهٔ سازگاری جرم بین کمپرسور و توربین پرفشار می‌توان نسبت T_{04}/T_{013} در رابطهٔ (۴۶) را از رابطهٔ (۴۵) محاسبه نمود.

$$\frac{\dot m_h\sqrt{T_{013}}}{P_{013}}=\frac{\dot m_h\sqrt{T_{04}}}{P_{04}}\times\frac{P_{04}}{P_{013}}\times\sqrt{\frac{T_{013}}{T_{04}}} \quad (۴۵)$$

$$\frac{T_{04}}{T_{013}}=\sqrt{\frac{\frac{\dot m_h\sqrt{T_{04}}}{P_{04}}}{\frac{\dot m_h\sqrt{T_{013}}}{P_{013}}}\frac{P_{04}}{P_{03}}} \quad (۴۶)$$

۱۰- بااستفاده از رابطهٔ سازگاری توان میان کمپرسور و توربین پرفشار و نیز بااستفاده از مقادیر نسبت‌های $(T_{03}-T_{013})/T_{013}$ و $(T_{04}-T_{045})/T_{04}$ که در رابطه‌های (۴۷ و ۴۸) محاسبه شده است، می‌توان نسبت T_{04}/T_{013} را بااستفاده از رابطهٔ (۴۹) محاسبه نمود.

$$m_h c_{pa}\left(T_{03}-T_{013}\right)=\eta_{mH}\left(\dot m_h+\dot m_f\right)c_{pg}\left(T_{04}-T_{045}\right) \quad (۴۷)$$

قابل توجه است که در رابطهٔ (۵۹) از دبی جرمی سوخت صرف‌نظر شده است.

$$c_{pa}\left(\frac{T_{03}-T_{013}}{T_{013}}\right)=\eta_{mH}c_{pg}\left(\frac{T_{04}-T_{04.5}}{T_{04}}\right)\times\frac{T_{04}}{T_{013}} \quad (۴۸)$$

$$\frac{T_{04}}{T_{013}}=\frac{\frac{T_{03}-T_{013}}{T_{013}}}{\frac{c_{pg}}{c_{pa}}\times\eta_{mH}\times(\frac{T_{04}-T_{04.5}}{T_{04}})} \quad (۴۹)$$

۱۱- مقادیر نسبت T_{04}/T_{013} محاسبه‌شده در گام‌های قبلی با یکدیگر مقایسه می‌شوند و درصورت یکسان نبودن دو مقدار، حدس دیگری برای نسبت فشار توربین در نمودار عملکرد، صورت می‌پذیرد و مراحل قبلی نیز تکرار می‌شود.

۱۲- بااستفاده از رابطهٔ سازگاری جریان میان توربین پرفشار و کم‌فشار می‌توان نسبت T_{04}/P_{045} را بااستفاده از رابطهٔ (۵۰) محاسبه نمود.

$$\frac{\dot m_h\sqrt{T_{04.5}}}{P_{045}}=\frac{\dot m_h\sqrt{T_{04}}}{P_{04}}\times\frac{P_{04}}{P_{04.5}}\times\sqrt{\frac{T_{04.5}}{T_{04}}} \quad (۵۰)$$

اکنون بااستفاده از مشخصهٔ توربین کم‌فشار به دست‌آمده در بخش قبل، می‌توان نسبت فشار توربین مذکور را به دست آورد و سپس بااستفاده از راندمان توربین و رابطهٔ (۵۱) نسبت $T_{05}/T_{04.5}$ را محاسبه نمود.

$$\frac{T_{05}}{T_{04.5}}=1-\eta_{th}[1-(\frac{1}{\frac{P_{04.5}}{P_{05}}})^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}}] \quad (۵۱)$$

۱۳- بااستفاده از سازگاری توان میان فن و توربین کم‌فشار و بااستفاده از رابطهٔ (۵۵) می‌توان نسبت $T_{05}/T_{04.5}$ را محاسبه نمود.

$$\dot m c_{pa}(T_{013}-T_{02})=\eta_{mL}(\dot m_h+\dot m_f)c_{pg}(T_{04.5}-T_{05}) \quad (۵۲)$$

و با صرف‌نظر از دبی جرمی سوخت در رابطهٔ (۵۲) خواهیم داشت:

$$(1+\beta)c_{pa}\left(\frac{T_{013}-T_{02}}{T_{02}}\right)=\eta_{mL}c_{pg}\left(\frac{T_{04.5}-T_{05}}{T_{04.5}}\right)\times\frac{T_{04.5}}{T_{02}} \quad (۵۳)$$

که نسبت دمای ورودی توربین کم‌فشار به ورودی فن از رابطهٔ (۵۳) به‌دست می‌آید:

$$\frac{T_{04.5}}{T_{02}}=\frac{T_{04.5}}{T_{04}}\times\frac{T_{04}}{T_{013}}\times\frac{T_{013}}{T_{02}} \quad (۵۴)$$

و درنهایت با عنایت به رابطهٔ (۵۴)، رابطهٔ (۵۵) حاصل می‌شود:

$$\frac{T_{05}}{T_{04.5}} = 1 - \frac{(1+\beta)\left(\frac{T_{013}-T_{02}}{T_{02}}\right)}{\frac{C_{pg}}{C_{pa}} \times \eta_{mL} \times \left(\frac{T_{04.5}}{T_{02}}\right)} \qquad (۵۵)$$

دو مقدار نسبت $T_{05}/T_{04.5}$ محاسبه‌شده در گام‌های قبلی مورد بررسی قرار می‌گیرد تا درصورت یکسان نبودن مقادیر، به نقطهٔ دیگری برروی عملکرد کمپرسور بروند و مقادیر نسبت فشار، راندمان و دبی جرمی از نمودارهای مربوط استخراج شوند.

۱۴- بااستفاده از رابطهٔ سازگاری جریان میان توربین کم‌فشار و نازل هستهٔ موتور رابطهٔ (۵٦) استخراج می‌شود:

$$\frac{\dot{m}_h\sqrt{T_{05}}}{P_{05}} = \frac{\dot{m}_h\sqrt{T_{045}}}{P_{04.5}} \times \frac{P_{04.5}}{P_{05}} \times \sqrt{\frac{T_{05}}{T_{04.5}}} \qquad (۵٦)$$

که نسبت $P_{04.5}/P_{05}$ از رابطهٔ (۵٦) محاسبه شده است.

۱۵- اکنون با استفاده از رابطهٔ (۵۷) می‌توان نسبت فشار خروجی از نازل هستهٔ موتور را محاسبه نمود.

$$\frac{P_{05}}{P_a} = \left(\frac{P_{05}}{P_{04.5}}\right)\left(\frac{P_{04.5}}{P_{04}}\right)\left(\frac{P_{04.5}}{P_{04}}\right)\left(\frac{P_{04}}{P_{03}}\right) \left(\frac{P_{03}}{P_{013}}\right)\left(\frac{P_{013}}{P_{02}}\right)\left(\frac{P_{02}}{P_a}\right) \qquad (۵۷)$$

که نسبت $\frac{P_{02}}{P_a}$ از رابطهٔ (۵۸) محاسبه می‌شود.

$$\frac{P_{02}}{P_a} = [1 + \eta_i\left(\frac{\gamma-1}{2}\right){M_a}^2]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \qquad (۵۸)$$

۱٦- بااستفاده از نسبت فشار محاسبه‌شده در گام قبلی و بااستفاده از نمودار عملکرد نازل، مقدار دبی جرمی به‌دست می‌آید. دو مقدار به‌دست‌آمده برای دبی جرمی نازل در مراحل قبل مورد مقایسه قرار می‌گیرند و درصورت یکسان نبودن مقادیر، به نقطهٔ دیگری برروی منحنی عملکرد می‌روند و مقادیر فشار، راندمان و دبی جرمی از نمودارهای مربوط استخراج می‌شوند.

۱۷- با استفاده از رابطهٔ سازگاری جرم میان فن و نازل فن رابطهٔ (۵۹) حاصل می‌شود:

$$\frac{\dot{m}_c\sqrt{T_{017}}}{P_{017}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{02}}}{P_{02}} \times \frac{P_{02}}{P_{017}} \times \sqrt{\frac{T_{017}}{T_{02}}} \times \frac{\dot{m}_c}{m} \qquad (۵۹)$$

نتایج

همان‌گونه که از جدول (۲) قابل مشاهده است، اطلاعات نقطهٔ طراحی در شرایط ایستا مد نظر قرار می‌گیرد. البته فرض فوق به‌دلیل در دسترس نبودن اطلاعات نقطهٔ طراحی موتور پی دبلیو ٦۱۵ اف درنظر گرفته شده است. شایان ذکر است که به طور معمول نقطهٔ طراحی یک موتور توربوفن در شرایط پروازی است که در صورت در دسترس نبودن اطلاعات نقطهٔ طراحی موتور می‌توان با اغماض از اطلاعات شرایط ایستای موتور در تحلیل نقطهٔ طراحی استفاده نمود. همچنین در جدول (۲) توزیع دما و فشار در مقاطع مختلف موتور فوق‌الذکر آورده شده است.

به‌منظور تحلیل عملکرد نقطهٔ طراحی موتور پی دبلیو ٦۱۵ اف از اطلاعات ورودی موجود در جدول (۳) بهره گرفته می‌شود.

شکل (۳) (در حالت بدون وجود محفظهٔ احتراق ثانویه) تغییرات تراست ویژه را برحسب تغییرات نسبت فشار فن به‌ترتیب برروی محورهای عمودی و افقی و برای مقادیر متفاوت نسبت جت کنارگذر نشان می‌دهد. این شکل با فرض عدد ماخ برابر صفر، نسبت فشار کمپرسور برابر ۸ و درجه‌حرارت ورودی به توربین پرفشار برابر ۱۱۱۸ درجهٔ کلوین تولید شده است. همان‌گونه که در شکل مشاهده می‌شود، در یک نسبت فشار فن ثابت، با افزایش نسبت جت کنارگذر، تراست ویژه کاهش می‌یابد که این واقعیت به‌دلیل کاهش دبی جرمی عبوری از قسمت اصلی موتور می‌باشد. از طرف دیگر در یک نسبت جت کنارگذر معین، با افزایش نسبت فشار فن، تراست ویژه ابتدا افزایش می‌یابد و سپس به‌آرامی و با شیب خیلی کند شروع به کاهش می‌نماید. همچنین مقدار تراست ویژه در شرایطی که موتور در حالت پایه قرار دارد برابر ۳۱۰

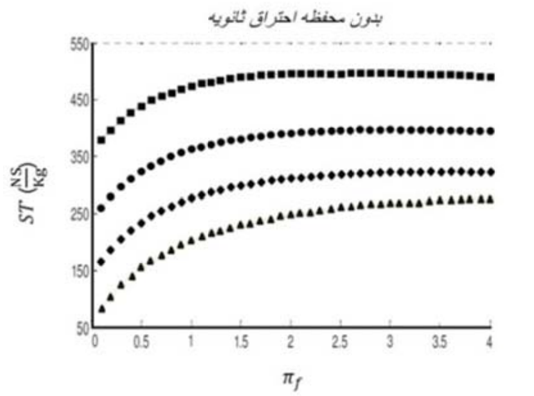
$(\frac{N.S}{kg})$ و در حالت با محفظهٔ احتراق ثانویه برابر ۳٤۰ $(\frac{N.S}{kg})$ می‌باشد که مقدار تراست ۹/٦ درصد افزایش یافته است و همچنین به‌ازای افزایش ۰/۳ نسبت جت کنارگذر، تراست ویژه ۲۰ درصد کاهش خواهد داشت. اما این افت تراست زمانی بیشتر است که موتور با محفظهٔ احترق ثانویه کار می‌کند.

جدول ۲ توزیع دما و فشار در مقاطع مختلف موتور پی دبلیو ٦۱٥ اف

ردیف	پارامتر	نماد	مقدار
۱	دما و فشار استاتیک جریان آزاد	P_0, T_0	۲۸۸/۱٥و ۱۰۱۳۲٥
۲	دما و فشار کل ابتدای ورودی هوا	P_{02}, T_{02}	۲۸۸/۱٥و ۱۰۰۳۱۰
۳	دما و فشار کل ورودی کمپرسور کم‌فشار	P_{013}, T_{013}	۳۱٤/۲٥و ۱۱۰۹٤٤
٤	دما و فشار کل ورودی کمپرسور پرفشار	$P_{02.5}, T_{02.5}$	۳۳۷/۷و ۱۷۰۲۲٥
٥	دما و فشار کل ورودی محفظهٔ احتراق اصلی	P_{03}, T_{03}	٦۳۰/۱۷و ۱۳٦۲٥٥۳
٦	دما و فشار کل ورودی محفظهٔ احتراق ثانویه	$P_{04.5}, T_{04.5}$	۸٤۷/۳۸و ٤۰۱۸٦٥
۷	دما و فشار کل ورودی توربین پرفشار	P_{04}, T_{04}	۱۱۱۸و ۱۳۱۹۲٦٥
۸	دما و فشار کل ورودی توربین کم‌فشار بدون محقظهٔ احتراق ثانویه	$P_{04.5}, T_{04.5}$	۸٦۹/۷۳ و۳٥٦۹۳۷
۹	دما و فشار کل ورودی توربین کم‌فشار با محفظهٔ احتراق ثانویه	$P_{04.8}, T_{04.8}$	۱۲۰٦و ۲۷٤۷۷۲
۱۰	دما و فشار کل خروجی هسته موتور بدون محفظهٔ احتراق ثانویه	P_{08}, T_{08}	٦٥٥/۲و ۱٦۲۲٦٤
۱۱	دما و فشار کل خروجی هسته موتور با محفظهٔ احتراق ثانویه	P_{08}, T_{08}	۹٥۹/۲و ۲٥٤٥۷٦
۱۲	دما و فشار کل خروجی فن نازل	P_{018}, T_{018}	۳۱٤و ۱٤۰۲٦۳

جدول ۳ اطلاعات ورودی شبیه‌سازی نقطهٔ طراحی موتور پی دبلیو ٦۱٥ اف [12].

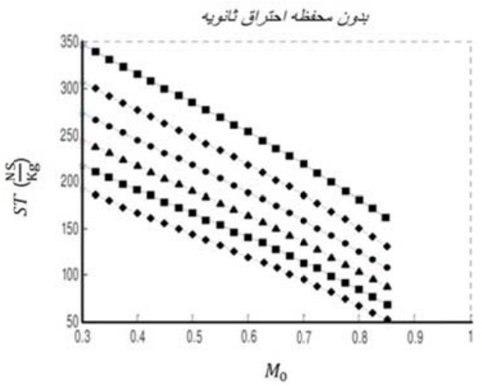
ردیف	پارامتر	مقدار
۱	دبی جرمی هوای ورودی	۲۰/٦
۲	راندمان پلی‌تروپیک کمپرسور	۰/۹۳
۳	نسبت فشار کمپرسور	۸
٤	نسبت جت کنارگذر	۲/۸
٥	نسیت فشار فن	۱/۷
٦	افت فشار محفظهٔ احتراق	۰/۹۷
۷	دمای ورودی توربین پرفشار	۱۱۰٦
۸	دمای ورودی توربین کم‌فشار	۸٦۹/۷۳
۹	راندمان پلی‌تروپیک توربین	۰/۹۲
۱۰	راندمان آیزنتروپیک نازل	۰/۹
۱۱	راندمان مکانیکی شفت	۰/۹۹
۱۲	عدد ماخ	۰
۱۳	ارتفاع از سطح دریا	۰
۱٤	ارزش حرارتی سوخت (JP4)	٤۳۳۲۳



شکل ۳ تغییرات تراست ویژه برحسب تغییرات نسبت فشار فن و نسبت جت کنارگذر بر اساس عدد ماخ برابر صفر، نسبت فشار کمپرسور برابر ۸ و درجه‌حرارت ورودی به توربین پرفشار برابر ۱۱۱۸ درجهٔ کلوین

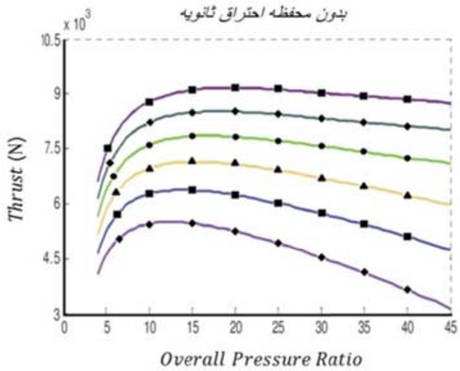
شکل (٤) (در حالت بدون وجود محفظهٔ احتراق ثانویه) تغییرات تراست ویژه را با تغییرات عدد ماخ به‌ترتیب برروی محورهای عمودی و افقی و برای مقادیر متفاوت نسبت جت کنارگذر نشان می‌دهد. این

شکل با فرض نسبت فشار کمپرسور برابر ۸، نسبت فشار فن برابر ۱/۷ و درجه‌حرارت ورودی به توربین پرفشار برابر ۱۱۱۸ درجهٔ کلوین تولید شده است. همان‌گونه که در این شکل مشاهده می‌شود برای یک عدد ماخ ثابت، با افزایش نسبت جت کنارگذر، تراست ویژه کاهش می‌یابد و علت آن این است که مقدار بیشتری از جریان هوا، به‌جای عبور از قسمت اصلی موتور و ترکیب با سوخت و ایجاد رانش، از داکت کنارگذر عبور می‌نماید. از طرف دیگر برای یک نسبت جت کنارگذر معین، افزایش عدد ماخ منجر به کاهش تراست ویژه می‌شود.



شکل ٤ تغییرات تراست ویژه برحسب تغییرات عدد ماخ و نسبت جت کنارگذر، براساس نسبت فشار کمپرسور برابر ۸، نسبت فشار فن ۱/۷ و درجه‌حرارت ورودی به توربین پرفشار برابر ۱۱۱۸ درجهٔ کلوین

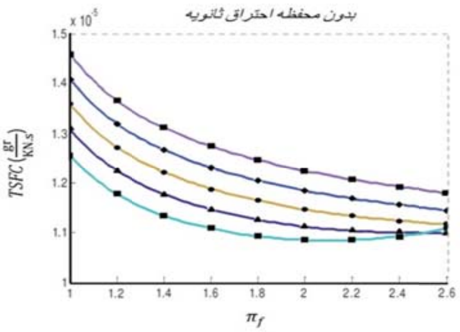
شکل (٥) (در حالت بدون وجود محفظهٔ احتراق ثانویه) تغییرات نیروی تراست را برحسب تغییرات نسبت فشار کل به‌ترتیب برروی محورهای عمودی و افقی و برای مقادیر متفاوت درجه‌حرارت ورودی به توربین پرفشار نشان می‌دهد. این شکل با فرض عدد ماخ برابر صفر و نسبت جت کنارگذر برابر ۲/۸ تولید شده است. همان‌گونه که در این شکل مشاهده می‌شود، در یک نسبت فشار معین، با افزایش دمای خروجی از محفظهٔ احتراق، تراست افزایش می‌یابد. همچنین مقدار تراست در شرایطی که موتور در حالت پایه قرار دارد برابر ٦٣٩٤ نیوتن می‌باشد.



شکل ٥ تغییرات تراست برحسب نسبت فشار کلی و درجه‌حرارت ورودی به توربین پرفشار، براساس عدد ماخ برابر صفر و نسبت جت کنارگذر برابر ۲/۸

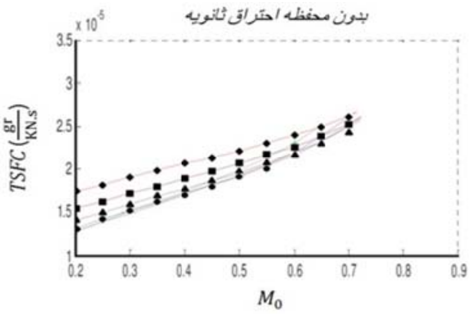
شکل (٦) (در حالت بدون وجود محفظهٔ احتراق ثانویه) تغییرات مصرف سوخت ویژهٔ رانش با واحد $(\frac{gr}{Kn.s})$ را برحسب تغییرات نسبت فشار فن به‌ترتیب برروی محورهای عمودی و افقی و برای مقادیر متفاوت درجه‌حرارت ورودی به توربین پرفشار نشان می‌دهد. این شکل با فرض عدد ماخ برابر صفر، نسبت جت کنارگذر برابر ۲/۸ و نسبت فشار کمپرسور برابر ۸ تولید شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود اگر محفظهٔ احتراق ثانویه غیرفعال باشد با افزایش نسبت فشار فن، مصرف سوخت ویژهٔ رانش کاهش می‌یابد که به‌دلیل افزایش دمای ورودی به محفظهٔ احتراق می‌باشد؛ اما از یک نسبت فشار معین به بعد، با افزایش نسبت فشار سوخت ویژهٔ رانش افزایش می‌یابد زیرا باعث افزایش دبی جرمی واردشده به موتور می‌شود. در یک نسبت فشار معین، با افزایش دمای خروجی محفظهٔ احتراق، مصرف سوخت ویژهٔ رانش نیز افزایش می‌یابد و این بدین علت است که محفظهٔ احتراق برای تولید درجه‌حرارت بالاتر نیاز بیشتری به سوخت دارد. همچنین مقدار مصرف

سوخت ویژه در شرایطی که موتور در حالت پایه قـرار دارد برابر ۱/۱٤ $(\frac{gr}{Kn.s})$ و همچنین به ازای افزایش ۱۰۰ درجه دمای ورودی به توربین، مصرف سوخت ویژه ٤ درصد رشد خواهد داشت که این مقدار در زمـانی کـه سیکل از محفظهٔ احتـراق ثانویـه سـود مـی‌بـرد، کمتـر خواهد بود.

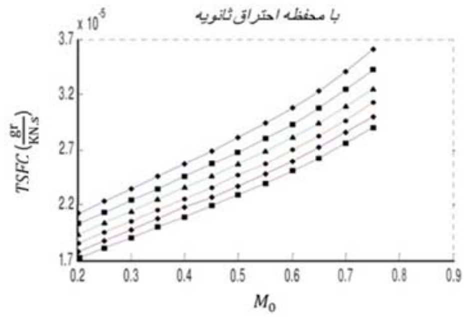


شکل ٦ تغییرات مصرف سوخت ویژهٔ تراست برحسب تغییرات نسبت فشار فن و درجه‌حرارت ورودی به توربین پرفشار، براساس عدد ماخ برابر صفر و نسبت فشار کمپرسور برابر ۸ و نسبت جت کنارگذر برابر ۲/۸

شـکل‌هـای (۷ و ۸) (در دو حالـت بـدون وجـود محفظهٔ احتراق ثانویه و با وجود محفظهٔ احتراق ثانویه) تغییرات مصرف سوخت ویژهٔ رانش با واحـد $(\frac{gr}{Kn.s})$ را برحسب تغییرات عدد ماخ به‌ترتیب برروی محورهـای عمودی و افقی و برای مقـادیر متفـاوت نسـبت جـت کنارگذر نشان می‌دهد. این شکل با فرض نسبت فشـار فن برابر ۱/۷، درجه‌حرارت ورودی به توربین پرفشـار برابر ۱۱۱۸ درجهٔ کلوین و نسبت فشار کمپرسور برابـر ۸ تولید شده است. همان‌گونـه کـه در شـکل مشـاهده می‌شود با افزایش عدد ماخ کاهش رانش و رانش ویژه بیشتر از افزایش مصرف سوخت می‌باشد و بنابراین بـا افزایش عدد ماخ، مصرف سوخت ویژهٔ رانش افـزایش می‌یابد و در یک مـاخ ثابـت بـا کـاهش نسـبت جـت کنارگذر، دبی جرمی گذرنده از قسـمت اصـلی موتـور افزایش می‌یابد که منجر بـه افـزایش مصـرف سـوخت ویژهٔ رانش می‌شود.

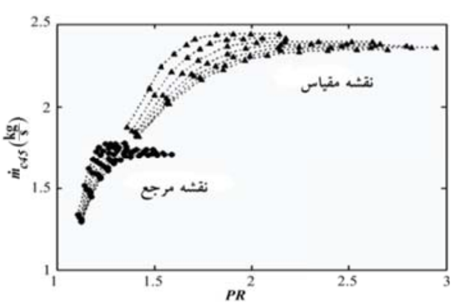


شکل ۷ تغییرات مصرف سوخت ویژهٔ تراست برحسب تغییرات عدد ماخ و نسبت جت کنارگذر، براساس عدد ماخ برابر صفر و نسبت فشار کمپرسور برابر ۸ و نسبت فشار فن برابر ۱/۷

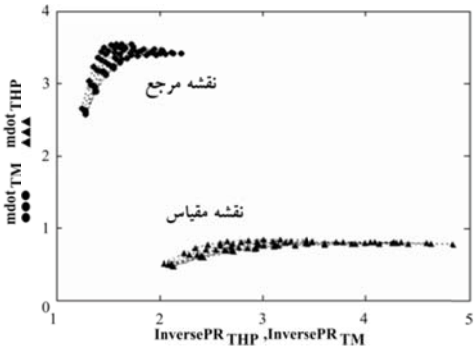


شکل ۸ تغییرات مصرف سوخت ویژهٔ تراست برحسب تغییرات عدد ماخ و نسبت جت کنارگذر، براساس عدد ماخ برابر صفر و نسبت فشار کمپرسور برابر ۸ و نسبت فشار فن برابر ۱/۷

منحنی مشخصهٔ توربین‌هـای پرفشـار و کـم‌فشـار بااستفاده از روابط موجود در معادلات (۲۸-۲۳) تولیـد شده است که در شـکل‌هـای (۹ و ۱۰) قابـل مشـاهده است.

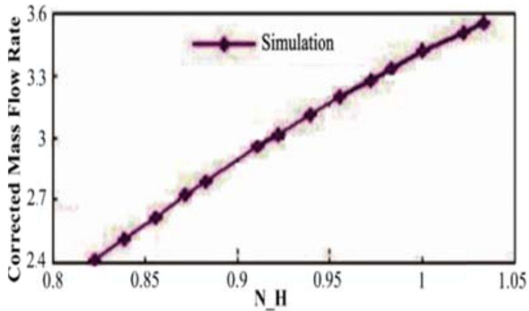


شکل ۹ منحنی مشخصهٔ توربین کم‌فشار (دبی جرمی تصحیح‌شده برحسب نسبت فشار)

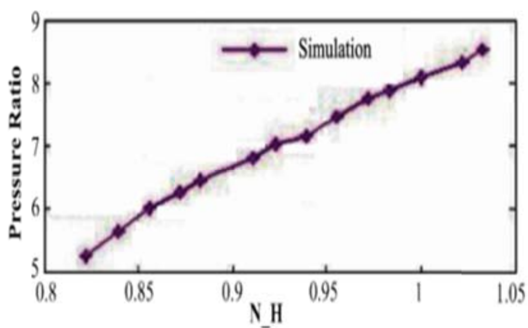


شکل ۱۰ منحنی مشخصهٔ توربین پرفشار (دبی جرمی تصحیح‌شده برحسب نسبت فشار)

شکل (۱۱) منحنی مشخصهٔ کمپرسور را در شرایط ارتفـاع ۹۵۰۰ متـری و مـاخ ۰/۵۸ نشـان مـی‌دهـد. شکل‌های (۱۱ و ۱۲) توسط کد شبیه‌ساز تولید شده‌اند. شکل (۱۱) تغییرات دبی جرمی تصحیح‌شدهٔ کمپرسـور برحسب $kg/_s$ را نسبت بـه دور محـور پرفشـار نشـان می‌دهد؛ حال آن‌که شکل (۱۲) تغییـرات نسـبت فشـار کمپرسور را نسبت به دور پرفشار نمایش می‌دهد.

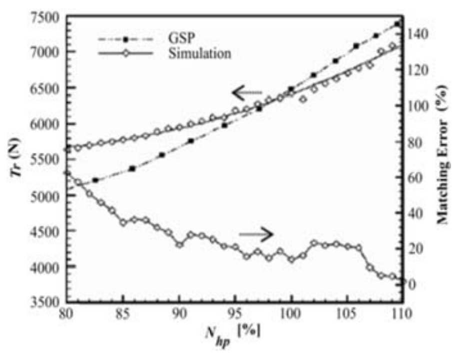


شکل ۱۱ تغییرات دبی جرمی اصلاح‌شدهٔ کمپرسور برحسب تغییرات دور محور پرفشار

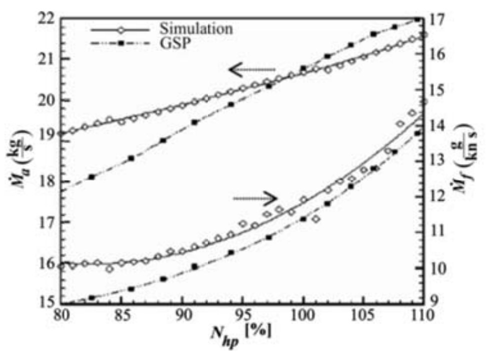


شکل ۱۲ تغییرات نسبت فشار کمپرسور برحسب تغییرات دور محور پرفشار

در شکل‌های (۱۳ و ۱٤) مدل شـبیه‌سـازی‌شـده و نرم‌افزار جی‌اس‌پی (GSP) موردمقایسه قرار گرفته‌انـد. همان‌گونه که در سـمت راسـت شـکل (۱۳) مشـاهده می‌شود، معیار تطبیق (خطای محاسـباتی) قـرار گرفتـه اسـت، کـه در دورهـای پـایین دارای خطـای بـالایی می‌باشد؛ ولی هر اندازه که دور افزایش مـی‌یابـد، خطـا کمتر می‌شود تا این‌که در دورهـای بـالای ۹۰ درصـد، مقدار خطا به کمتـر از ۲۰ درصـد مـی‌رسـد. ایـن امـر نشان‌دهندهٔ ایـن اسـت کـه مـدل شـبیه‌سـازی‌شـده در دورهای بالا دارای دقت قابل قبـولی اسـت و در نقطـهٔ طراحی کمترین میزان خطا وجود دارد؛ ولی هر انـدازه دور کاهش یا افزایش می‌یابد، خطـای مـذکور افـزایش می‌یابد که به‌دلیل کاربرد روش مقیاس می‌باشـد. شـکل (۱٤) نیز دبی هوا و دبی سوخت را نشان می‌دهد که در دورهای بـالای ۹۰ درصـد از دقـت خـوبی برخـوردار است.



شکل ۱۳ تغییرات تراست و خطای تطبیق برحسب دور محور فشار قوی



شکل ۱٤ تغییرات دبی هوا و سوخت برحسب دور فشار قوی

نتیجه‌گیری

نتایج جدیدی که در این پژوهش به‌دست می‌آید حاکی از این است که سیکل‌های با محفظهٔ احتراق میان‌مرحله‌ای در سرعت‌های بالاتر عملکرد بهتری نسبت به سیکل‌های معمولی دارند. باتوجه به مطالعه‌های سیکل عملکردی موتور توربوفن با محفظهٔ احتراق ثانویه می‌توان اشاره داشت که سیکل‌های دارای محفظهٔ احتراق ثانویه نسبت به سیکل‌های معمولی (سیکل‌های بدون محفظهٔ احتراق ثانویه) دارای تراست ویژهٔ بالاتر و در نسبت جت کنارگذر بالا، مصرف سوخت ویژهٔ پایین‌تر و آلودگی کمتری دارند و با افزایش نسبت فشار فن در آنها، تراست ویژه به‌طور چشم‌گیری نرخ صعودی و مصرف سوخت ویژه نیز روندی نزولی دارد. در واقع سیکل‌های مذکور می‌توانند موتورهایی که نسبت جت کنارگذر آنها بالا می‌باشند را پشتیبانی نمایند و راندمان آنها را بالا ببرند. به‌طور کلی این سیکل‌ها با کاهش دمای ورودی به توربین پرفشار باعث کاهش مصرف سوخت ویژهٔ سیکل و همچنین افزایش تراست ویژه می‌شوند. سایر نتایج در جدول (٤) آورده شده است. لازم به توجه است که دمای خروجی از توربین پرفشار و دمای خروجی از محفظهٔ احتراق ثانویه باید به‌درستی تعیین شده باشند.

در جدول (٥) نیز نتایج حاصل از کد شبیه‌ساز و نرم‌افزار تجاری گس‌ترب با یکدیگر موردمقایسه قرار گرفته است. همان‌گونه که از جدول (٥) استخراج می‌شود؛ مقادیر خطا به‌جز در مقدار مصرف سوخت ویژه بسیار ناچیز است. از دلایل اختلاف در مقدار مصرف سوخت ویژه این است که در کد شبیه‌ساز مقادیر گرمای ویژه در تمامی طول موتور در فشار و حجم ثابت، فرض شده است که در عمل این‌گونه نیست. همچنین یکی از محدودیت‌های نرم‌افزار تجاری گس‌ترب این است که امکان شبیه‌سازی محفظهٔ احتراق ثانویه در آن وجود ندارد.

جدول ٤ رابطهٔ تراست و مصرف سوخت در دو حالت با وجود محفظهٔ احتراق ثانویه و بدون وجود محفظهٔ احتراق ثانویه

	تراست ویژه	مصرف سوخت
موتور با محفظهٔ احتراق ثانویه	۳٤۰/۳۲	۰/۰٥۸
موتور بدون محفظهٔ احتراق ثانویه	۳۱۰/٤۳٦	۰/۰٤۹

جدول ٥ محاسبهٔ خروجی‌های کد شبیه‌ساز و نرم‌افزار تجاری گس‌ترب

	کد شبیه‌ساز	نرم‌افزار تجاری گس‌ترب	خطا
Thrust (N)	٦۳۹٤	٦٤۹۰	٪ ۱/٤۸
TSFC ($\frac{gr}{KN.s}$)	۱۱/٤۸	۱۰/۱۳۲٦	٪ ۱۳/۳
T_0 (°K)	۲۸۸/۱٥	۲۸۸/۱٥	۰
P_0 (Pa)	۱۰۱۳۲٥	۱۰۱۳۲٥	۰
T_{02} (°K)	۲۸۸/۱٥	۲۸۸/۱٥	۰
P_{02} (Pa)	۱۰۰۳۱۰	۱۰۰۳۱۲	۰
$T_{02.5}$ (°K)	۳۳۷/۷	۳۳۹/۰٥	٪۰/٤
$P_{02.5}$ (Pa)	۱۷۰۲۲٥	۱۷۰٥۳۰	٪۰/۱۸
T_{03} (°K)	٦۳۰/۱۷	٦۳۳/٥۹	٪ ۰/٥٤
P_{03} (Pa)	۱۳٦۲٥٥۳	۱۳٦٤۲٤۰	٪ ۰/۱۲۳
T_{04} (°K)	۱۱۱۸	۱۱۱۸	۰
P_{04} (Pa)	۱۳۱۹۲٦٥	۱۳۲۳۳۱۳	٪۰/۳۰۷
$T_{04.5}$ (°K)	۸٤۷/۳۸	۸٥۲/۰۹	٪ ۰/٥٥٦
$P_{04.5}$ (Pa)	٤۰۱۸٦٥	٤۰۷۱۰۸	٪ ۱/۳
T_{05} (°K)	٦۸۰/۳۸	۷۰۸/۲۲	٪٤/۱
P_{05} (Pa)	۱٦۹۳۷٥	۱۸٦٤٤٤	٪ ۱۰
T_{07} (°K)	٦۷۱/۲٥۸	–	–
P_{07} (Pa)	۱٦۷۱۰٤/۲۳	–	–
P_{08} (Pa)	۱٦۲۲٦٤	۱۸٦٤٤٤	٪ ۱٤/۹
T_8 (°K)	٦۱۲/٥	۷۰۸/۲۲	٪ ۱٥/٦۲
P_8 (Pa)	۸۷۱۷۸/۱۲	–	–
T_{017} (°K)	۳۲۲/۹	–	–
P_{017} (Pa)	۱٤٤٤٤٦/۹٥	–	–
T_{18} (°K)	۲۹٤/٦٤	۳۲۷/٦٦	٪ ۱۱/۲
P_{018} (Pa)	۱٤۰۲٦۳	۱٤۷٤٥۸	٪ ٥/۱۳
P_{18} (Pa)	۷٥۳٥۷/۸٤	–	–

درخاتمه موارد زیر نیز از پژوهش حاضر استنباط می‌شود:

۱- استفاده از روش حلقه‌های متوالی تودرتو دقت مناسبی را برای پیش‌بینی عملکرد موتورهای توربوفن دومحورهٔ جریان مخلوط‌نشده در فاز طراحی و تحلیل فراهم می‌نماید.

۲- باتوجه به در دسترس نبودن منحنی مشخصه‌های موتور مذکور، استفاده از روش مقیاس‌گذاری یکی از مناسب‌ترین روش‌ها برای تخمین منحنی‌های عملکردی می‌باشد.

۳- مقادیر خطا در خط عملیاتی خارج از طراحی مربوط به منحنی مشخصه‌های به‌دست‌آمده و ثابت درنظر گرفتن راندمان می‌باشد.

٤- در روش مقیاس‌گذاری ضرایب ثابت هر اندازه اطلاعات نقطهٔ طراحی موتور مورد تحلیل و منحنی‌های مرجع انتخاب‌شده به یکدیگر نزدیک‌تر باشند، خطای موجود در نتایج شبیه‌سازی کاهش می‌یابد.

فهرست علائم

a	سرعت صوت
C	سرعت
C_p	گرمای ویژه در فشار ثابت
C_{pa}	اجزای سرد موتور
C_{pg}	اجزای گرم موتور
f	نسبت سوخت به هوا
F	تراست (N)
f_b	نسبت سوخت به هوا در محفظهٔ احتراق اصلی
f_{itb}	نسبت سوخت به هوا در محفظهٔ احتراق ثانویه
h	آنتالپی
H	ارتفاع از سطح دریا (m)
h_{PR}	ارزش حرارتی سوخت ($^{kj}/_{kg}$)
ITB	محفظهٔ احتراق ثانویه
$\dot{m}_{c\,13}$	دبی جرمی ورودی کمپرسور
$\dot{m}_{c\,2}$	دبی جرمی ورودی فن
$\dot{m}_{c\,4}$	توربین پرفشار دبی جرمی ورودی
$\dot{m}_{c\,45}$	دبی جرمی ورودی توربین کم‌فشار
$\dot{m}_o$	دبی جرمی هوای ورودی ($^{kg}/_{s}$)
M_o	عدد ماخ
N	دور موتور
$N_{hp\,rel}$	دور نسبی محور پرفشار
$N_{lp\,rel}$	دور نسبی محور کم‌فشار
OPR	نسبت فشار کلی
P	فشار (Pa)
P_0	فشار سکون (Pa)
R_{ey}	رینولدز
$S.F.C$	مصرف سوخت ویژه ($^{kg}/_{Nh}$)
ST	تراست ویژه ($^{NS}/_{kg}$)
T	دما (°K)
$Thrust$	تراست (N)
TIT	درجه‌حرارت ورودی به توربین (°K)
$TSFC$	مصرف سوخت ویژهٔ رانش ($^{gr}/_{Kn.s}$)
T_0	دمای سکون (°K)
T_{04}	دمای ورودی توربین پرفشار (°K)
$T_{04.5}$	دمای ورودی توربین کم‌فشار (°K)

علایم یونانی

β	نسبت جت کنارگذر
γ	نسبت گرمای ویژه
ΔP_b	افت فشار محفظهٔ احتراق
η_b	راندمان حرارتی محفظهٔ احتراق
η_c	راندمان پلی‌تروپیک کمپرسور
η_f	راندمان آیزونتروپیک فن
η_m	راندمان مکانیکی شفت
η_n	راندمان آیزنتروپیک نازل
η_t	راندمان پلی‌تروپیک توربین

μ	ویسکوزیته
π_c	نسبت فشار کمپرسور
$\pi_{d\,max}$	افت فشار اصطکاکی ورودی هوا
π_f	نسبت فشار فن
π_{thp}	نسبت فشار توربین پرفشار
π_{tlp}	نسبت فشار توربین کم‌فشار
ρ	دانسیته
$\tau_{\lambda-b}$	نسبت آنتالپی مجموع گازهای خروجی از محفظهٔ احتراق اصلی به آنتالپی مجموع دمای محیط
$\tau_{\lambda-itb}$	نسبت آنتالپی مجموع گازهای خروجی از محفظهٔ احتراق ثانویه به آنتالپی مجموع دمای محیط

مراجع

1. Hamdan, Z. and Ebaid, S.Y., "Modeling and simulation of gas turbine engine for power generation", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 128, pp. 302-311, (2014).
2. Tavakolpour-Saleh, A.R., Nasib, S.A.R., Sepasyan, A. and Hashemi, S.M., "Parametric and nonparametric system identification of an experimental turbojet engine", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 43, pp. 21-29, (2015).
3. Korakianitis, T. and Wilson, D.G., "Models for Predicting the Performance of Bryton-Cycle Engines", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power Transactions of ASME*, Vol. 116, pp.381-388, April (1994).
4. Kurzke, J. and Riegler, C., "A New Compressor Map Scaling Procedure for Preliminary Conceptual Design of Gas Turbine", *ASME Paper No. 2000-GT-0006*, pp. V001T01A006, ISBN: 978-0-7918-7854-5, May 8-11 (2000).
5. Domitrovid, A., Bazijanac, E. and Stojkovic, V., "Mathematical Model For Prediction Of Single-Spool Turbojet Engine Off-Design Performance", *First Simposyum Of Explosive Materials, Weapons And Military Techonology OHRID*, September 25-28, (2002).
6. Kim, J.H., Kim, T.S., Sohn, J.H. and Ro, S.T., "Comparative Analysis of Off Design Performance Characteristics of Single and Two-Shaft Turbines", *ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air*, Paper No. GT2002-30132, Vol. 2, pp. 509-516, (2002).
7. Liew, K.H., Urip, E. and Yang, S.L "Parametric Cycle Analysis of a Turbofan Engine with an Interstage Turbine Burner", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, pp. 546-551, No. 3, (2005).
8. Liew, K.H., Urip, E., Yang, S.L. and Siow, Y.K. "A Complete Parametric Cycle Analysis of a Turbofan With Interstage Turbine Burner", *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno*, Nevada, Jan 6-9 (2003).
9. Sanghi, V., Lakshmanan, B.K. and Sundararajan, V., "Digital Simulator for Steady-State Performance Prediction of Military Turbofan Engine", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, pp. 74-81, (1998).
10. Gobran, M.H., "Off-design performance of solar Centaur-40 gas turbine engine using Simulink", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 2, pp. 285-298, (2013).
11. Yang, C., Huang, Z., Yang, Z., Ma, X., "Analytical Off-design Characteristics of Gas Turbine-Based CCHP System", *The 7th International Conference on Applied Energy*, Vol. 75, pp. 1126-1131, March 28-31 (2015).
12. Yonghong, W., "A New Method of Predicting the Performance of Gas Turbine Engines", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power Transactions of ASME*, Vol. 113, pp. 106-111, April (1991).

13. Kim, J.H., Kim, T.S., Sohn, J.H., Ro, S.T., "Comparative Analysis of off Design Performance Characteristics of Single and Two-Shaft Turbines", *ASME Paper*, 95-GT-334, Vol. 2, pp. 509-516, (2002).
14. Oates, G.C., "The Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion", AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, ISBN 1-56347-241-4, pp. 285-291 (1997).
15. Gilani, S. I., Baheta, A. T., majid, M. A. A., "Thermodynamic approach to determine a gas turbine components design data and scaling method for performance map generation", *1st International Conference on Plant Equipment and Reliability (CIPER)*, Malaysia, March 27-28 (2008).
16. Mattingly, J.D., Heiser, W.H., Pratt, D.T., "Aircraft Engine Design", AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, ISBN 1-56347-538-3, pp. 210-218 (2002).